



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 042 833** ⁽¹³⁾ **C1**
(51) Int. Cl.⁶ **F 01 D 5/18**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 93033541/06, 29.06.1993

(46) Date of publication: 27.08.1995

(71) Applicant:
Aviamotornyj nauchno-tehnicheskij kompleks
"Sojuz"

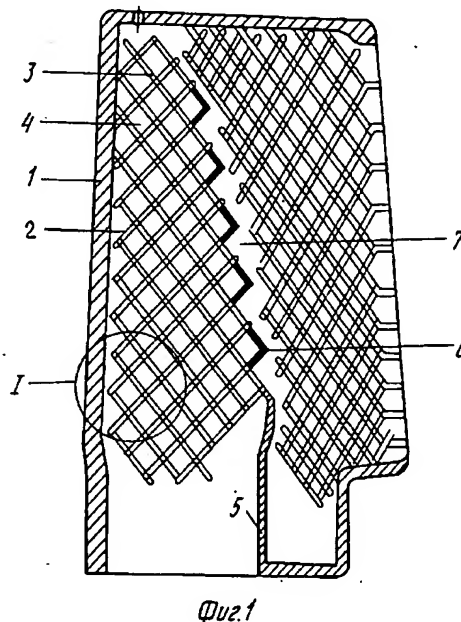
(72) Inventor: Kobchenko V.K.,
Nagoga G.P., Zikeev V.V., Mamon Ju.A., Shtorm
E.A., Terent'ev A.S.

(73) Proprietor:
Aviamotornyj nauchno-tehnicheskij kompleks.
"Sojuz"

(54) **GAS TURBINE COOLED BLADE**

(57) Abstract:

FIELD: transport engineering. SUBSTANCE: during operation of turbine, cooling air flows to area of fin 1, then it flows through passages 4, cools blade and is discharged from it. Orientation of ribs 2 and 3, introduction of radial rib 5 and V-shaped partitions provide for efficient distribution of coolant flows in passages of blade. EFFECT: efficient distribution of coolant flows in passages of blade. 2 dwg



RU 2 042 833 C1

RU 2 042 833 C1



(19) **RU** (11) **2 042 833** (13) **C1**
(51) МПК⁶ **F 01 D 5/18**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 93033541/06, 29.06.1993

(46) Дата публикации: 27.08.1995

(56) Ссылки: 1. Копелев С.З. Охлаждаемые лопатки газовых турбин. М.: Наука, 1983, с.18.2. Локай В.И. и др. Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985, с.114.

(71) Заявитель:
Авиамоторный научно-технический комплекс
"Союз"

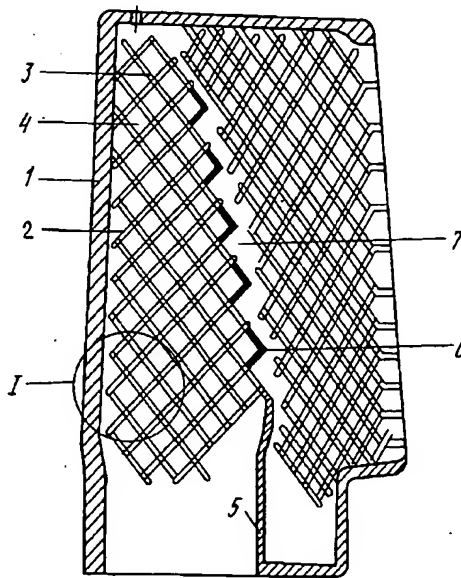
(72) Изобретатель: Кобченко В.К.,
Нагога Г.П., Зикеев В.В., Мамон Ю.А., Шторм
Е.А., Терентьев А.С.

(73) Патентообладатель:
Авиамоторный научно-технический комплекс
"Союз"

(54) ОХЛАЖДАЕМАЯ ЛОПАТКА ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ

(57) Реферат:

Использование: в транспортном машиностроении для газовых турбин авиационных двигателей. Сущность изобретения: при работе турбины охлаждающий воздух поступает в область пера 1, проходит по каналам 4, охлаждает лопатку и выбрасывается из нее. Ориентация ребер 2 и 3, введение радиального ребра 5 и V-образных перегородок 6 позволяет рационально распределить потоки охладителя по каналам лопатки. 2 ил.



RU 2 042 833 C1

RU 2 042 833 C1

Изобретение относится к транспортному машиностроению и может быть использовано в газовых турбинах авиационных двигателей.

Известна охлаждаемая лопатка газовой турбины, содержащая полое перо, на внутренней поверхности которого размещены продольные ребра [1]

Наиболее близкой к изобретению является охлаждаемая лопатка, содержащая полое перо, в зоне выходной кромки которого размещены наклонные ребра, наклоненные со стороны корыта и спинки в противоположных направлениях и контактирующие торцами между собой [2]

Однако эта охлаждаемая лопатка характеризуется недостаточным уровнем интенсивности охлаждения и нерациональным распределением охладителя по каналам пера, не учитывающим распределение коэффициента теплоотдачи от газа по внешней поверхности пера лопатки.

Технический результат изобретения состоит в повышении эффективности охлаждения лопатки газовой турбины путем рационального распределения потоков воздуха по охлаждающим каналам лопатки, что позволяет выравнивать температурное поле и снизить термические напряжения.

Технический результат достигается тем, что в охлаждаемой лопатке газовой турбины, содержащей полое перо, на внутренней поверхности корыта и спинки которого выполнены наклонные, параллельные ребра, контактирующие торцами между собой с образованием перекрещивающихся каналов в виде матрицы для прохода охлаждающей среды, перо снабжено радиальным ребром, размещенным в его корневой зоне, продольным коллектором, выполненным в центральной зоне пера и разделяющим матрицу на входную сужающуюся к периферии пера и выходную расширяющуюся зоны, V-образными глухими перегородками, размещенными в выходных сечениях каналов входной зоны матрицы вдоль коллектора, причем ребра, размещенные на спинке и корыте пера, наклонены под острым и тупым углами соответственно относительно продольной оси турбины, ориентированной по направлению движения газа.

Такое выполнение охлаждаемой лопатки позволяет повысить эффективность ее охлаждения, выравнивать температурное поле и снизить термические напряжения в лопатке.

На фиг. 1 показана охлаждаемая лопатка со вскрытой спинкой; на фиг. 2 узел 1 на фиг. 1.

Охлаждаемая лопатка газовой турбины содержит полое перо 1 на внутренней поверхности корыта которого выполнены наклонные ребра 2, на внутренней поверхности спинки-ребра 3. Ребра 2 и 3 выполнены наклонными, параллельными, контактирующими торцами между собой с

образованием перекрещивающихся каналов 4 в виде матрицы для прохода охлаждающей среды. Перо 1 снабжено радиальным ребром 5, размещенным в его корневой зоне, и V-образными перегородками 6. Размещенные на спинке пера 1 ребра 3 наклонены к продольной оси турбины, ориентированной по направлению движения газа под острым углом, а размещенные на корыте пера 1 ребра 2 наклонены под тупым углом. В центральной зоне пера 1 выполнен продольный коллектор 7, разделяющий матрицу на входную сужающуюся к периферии пера 1 и выходную расширяющуюся зоны, причем V-образные перегородки 6 размещены в выходных сечениях каналов 4 входной зоны вдоль коллектора 7.

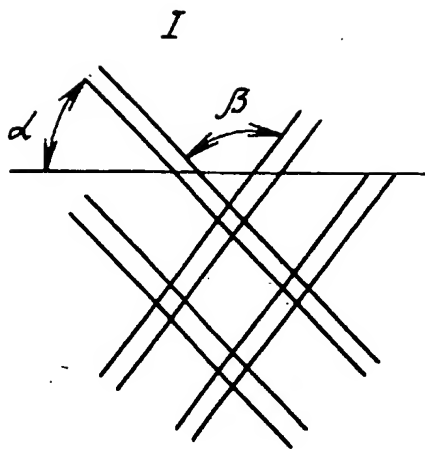
При работе турбины охлаждающий воздух поступает в полость пера 1, проходит по каналам 4, охлаждает лопатку и выбрасывается из нее. При этом предлагаемая ориентация ребер 2 и 3, введение радиального ребра 5 и V-образных перегородок 6 позволяет рационально распределить потоки охладителя, создать направленное течение к зоне входной кромки пера 1 с перепусками в коллектор 7 по каналам 4, размещенным между перегородками 6, и таким образом эффективно охладить переднюю матрицу, сужение которой к периферии пера 1 эквивалентно перепуску воздуха, а также собрать воздух в коллекторе 7 для равномерного охлаждения выходной зоны матрицы пера 1.

Изобретение позволяет повысить эффективность охлаждения лопатки, снизить температурную неравномерность в профильных и поперечных сечениях пера 1, а также термические напряжения в лопатке.

Формула изобретения:

ОХЛАЖДАЕМАЯ ЛОПАТКА ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ, содержащая полое перо, на внутренней поверхности корыта и спинки которого выполнены наклонные параллельные ребра, контактирующие торцами между собой с образованием перекрещивающихся каналов в виде матрицы для прохода охлаждающей среды, отличающаяся тем, что перо снабжено радиальным ребром, размещенным в его корневой зоне, продольным коллектором, выполненным в центральной зоне пера и разделяющим матрицу на входную сужающуюся к периферии пера и выходную расширяющуюся зоны, V-образными перегородками, размещенными в выходных сечениях каналов входной зоны матрицы вдоль коллектора, причем ребра, размещенные на спинке и корыте пера, наклонены под острым и тупым углами соответственно к продольной оси турбины, ориентированной по направлению движения газа.

RU 2042833 C1



Фиг. 2

RU 2042833 C1